

DOI: <https://doi.org/10.17816/RF595893>

# Математическое моделирование пластинчато-ребристого теплообменного аппарата в авиационной системе кондиционирования воздуха

Е. Н. Павлюк, И. В. Тищенко, В. С. Николаев, А. А. Жаров

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

## АННОТАЦИЯ

**Обоснование.** Теплообменные аппараты (ТО) являются неотъемлемой частью энергетических установок. Транспортные исполнения ТО предъявляют требования к качеству их переходных режимов.

**Цель.** Разработка математической модели компактного теплообменного аппарата как части системы кондиционирования воздуха (СКВ) летательного аппарата (ЛА).

**Материалы и методы.** Разработка математической модели теплообменного аппарата проведена методом конечных объемов. Система уравнений получена в виде неявной дифференциальной формулировки. Решение строится с помощью стандартных методов, встроенных в математические пакеты. Данный подход оптимален с инженерной точки зрения и позволяет встраивать модель теплообменного аппарата в общую математическую модель системы кондиционирования воздуха летательного аппарата.

**Результаты.** Разработана математическая модель вторичного ТО ЛА, готовая к встраиванию в полную модель СКВ. Верификация модели выполнена статическим расчетом по двум методикам, принятым в авиационной отрасли.

**Заключение.** Представленная математическая модель компактного ТО ЛА сбалансирована по точности решения, трудоемкости разработки и требовательности к вычислительным ресурсам.

**Ключевые слова:** теплообменный аппарат; нестационарный теплообмен; метод конечных объемов; система кондиционирования воздуха.

## Как цитировать:

Павлюк Е. Н., Тищенко И. В., Николаев В. С., Жаров А. А. Математическое моделирование пластинчато-ребристого теплообменного аппарата в авиационной системе кондиционирования воздуха // Холодильная техника. 2023. Т. 112, № 3. С. 175–183. DOI: <https://doi.org/10.17816/RF595893>

DOI: <https://doi.org/10.17816/RF595893>

# Mathematical modeling of the plate-fin heat exchanger in the aircraft environmental control system

Ekaterina N. Pavlyuk, Igor V. Tishchenko, Vitaliy S. Nikolaev, Anton A. Zharov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

## ABSTRACT

**BACKGROUND:** Heat exchangers (HE) are an integral part of power plants. Transport versions of HE impose requirements on the quality of their transient modes.

**AIMS:** Development of a mathematical model of a compact HE as part of the environmental control system (ECS) of an aircraft.

**MATERIALS AND METHODS:** A mathematical model of an HE was developed using the finite volume method. A system of equations was obtained in the form of an implicit differential formulation. The solution was conducted using standard methods built into mathematical packages. This approach was optimal from an engineering point of view and allowed the integration of a model of an HE into the general mathematical model of an aircraft ECS.

**RESULTS.** A mathematical model of aircraft secondary HE was developed, ready for integration into a full ECS model. The model was verified through static calculation using two methods accepted in the aviation industry.

**CONCLUSIONS.** The presented mathematical model of a compact aircraft HE was balanced in terms of the accuracy of the solution, the complexity of development, and the computing resource demands.

**Keywords:** heat exchanger; unsteady heat transfer; finite volume method; environmental control system.

## To cite this article:

Pavlyuk EN, Tishchenko IV, Nikolaev VS, Zharov AA. Mathematical modeling of the plate-fin heat exchanger in the aircraft environmental control system. *Refrigeration Technology*. 2023;112(3):175–183. DOI: <https://doi.org/10.17816/RF595893>

Received: 27.09.2023

Accepted: 24.08.2024

Published online: 09.09.2024

## ВВЕДЕНИЕ

Большинство теплообменных аппаратов (ТО) работает в мало изменяющихся условиях и практически при постоянных нагрузках, поэтому к ним, зачастую, не предъявляются требования в отношении динамических характеристик. Наряду с такими аппаратами существует класс теплообменных аппаратов криогенных систем, в которых указанные требования предъявляются, для обеспечения выхода на стационарный режим [1, 2]. В системах, устанавливаемых на транспорте, в частности, самолётах и вертолётах, такие требования ещё выше, в связи с более динамичным характером изменения условий работы. Теплообменные аппараты являются составными частями систем кондиционирования воздуха (СКВ), систем охлаждения масла, систем нейтрального газа (СНГ) [3], в которых в течение полёта происходят переходы с режима на режим и в перечисленных системах, соответственно, протекают переходные процессы. Теплообменные аппараты в таких установках являются наиболее инерционными узлами.

Динамические характеристики теплообмена для таких систем существенным образом влияют на их динамические характеристики в целом. В указанных условиях возникает потребность в получении параметров всей системы как целого, что накладывает дополнительные ограничения на ресурсы ЭВМ и время, требуемое для достижения достаточной точности. Получение решения в аналитической форме является предельной целью, достижение которой не всегда возможно или экономично. Однако, это возможно в случаях простой конструкции (труба в трубе и т.п.). Возможно получение решения в не полностью аналитическом виде, а в виде определённых интегралов комбинации элементарных функций (квадратур) [4]. Ещё одним вариантом решения задачи является применение метода конечных объёмов (КО), реализованного в современных программных комплексах. Зачастую такие расчёты выполняются явными методами решения, что требует значительных затрат памяти ЭВМ и времени вычисления для получения решения приемлемой точности. Получение же решения в таком виде для СКВ в целом весьма затруднительно.

Исходя из требования сопряжения решения для теплообменного аппарата с решением СКВ в целом, будем использовать метод КО в сочетании с неявными методами решения дифференциальных уравнений [5], занимающий промежуточное положение между рассмотренными полюсами.

Представленный в данной статье подход, успешно применяется для решения задач тепло- и массообмена для других типов энергетического оборудования [6]. Однако, не распространён при проектировании авиационной техники.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Целью данной работы является разработка математической модели компактного теплообменного аппарата, как части СКВ летательного аппарата для изучения нестационарных процессов. Модель должна обладать ясностью, достаточной точностью и способностью модифицирования и сопряжения без существенных трудозатрат.

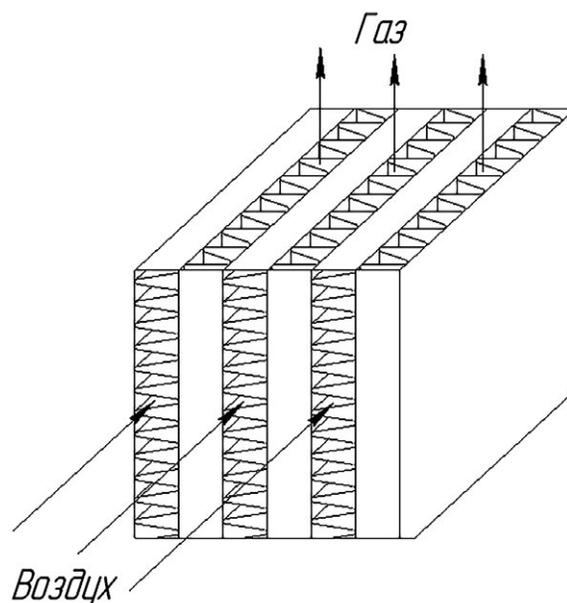
Теплообменный аппарат относится к пластинчато-ребристому типу (см. рис. 1), является двухкратноперекрёстночным (двухходовым) по горячему тракту.

Схема чередования слоёв горячего и холодного трактов и общая схема движения теплоносителей представлены на рис. 2. Учитывая, что теплообменный аппарат конструктивно представляет собой набор одинаковых «ячеек», воспользуемся такой симметрией и ограничимся моделированием только одной «ячейки». Также, учитывая симметрию «ячейки», будем моделировать только половину «ячейки».

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

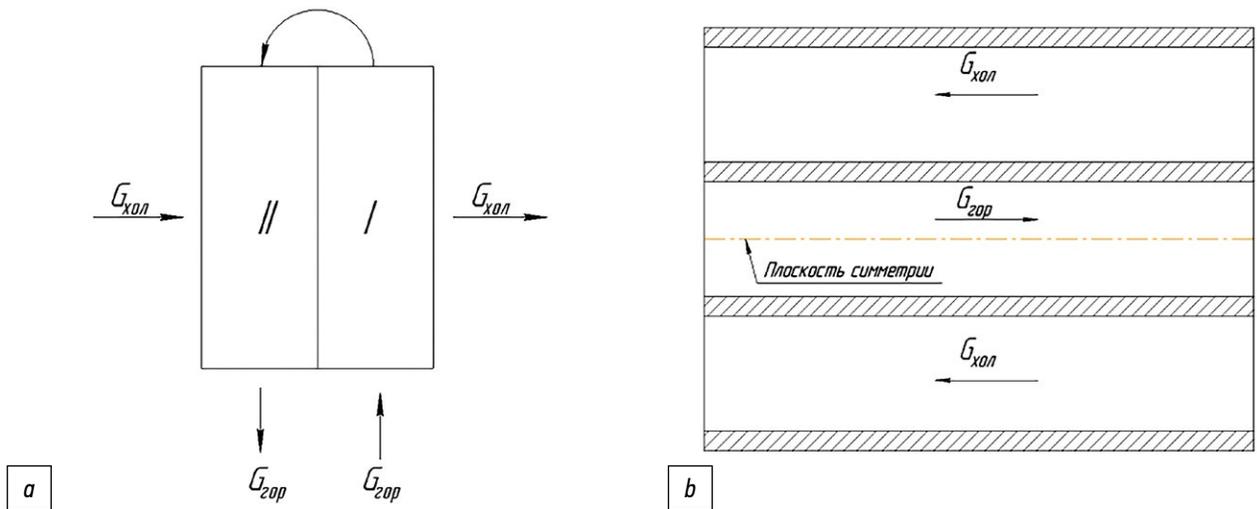
Теория и практика метода конечных объёмов изложена в работах Патанкара и Сполдинга [7]. Далее приведён вывод системы уравнений, описывающих теплообмен в компактном пластинчато-ребристом теплообменном аппарате.

Выделяется элемент конечного объёма вдоль линий тока, приведённый на рис. 3.



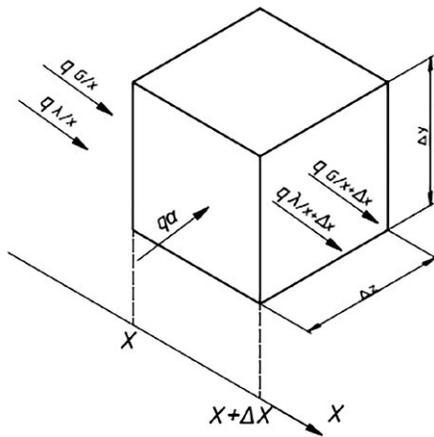
**Рис. 1.** Матрица пластинчато-ребристого теплообменного аппарата.

**Fig 1.** Matrix of a plate-fin heat exchanger.



**Рис. 2.** Схемы движения потоков воздуха в ТО: а) двукратноперекрестноточная схема движения теплоносителей б) условная схема чередования слоёв в одной «ячейке» ТО.

**Fig. 2.** Schemes of the movement of air flows in the HE: a) double-cross flow diagram of the movement of coolants; b) conventional scheme of alternating layers in one “cell” of the HE.



**Рис. 3.** Конечный объём.

**Fig. 3.** Final volume.

Запишем для него закон сохранения энергии в конечном объёме потока газа:

$$\frac{\partial h}{\partial t} = q_{G|x} - q_{G|x+\Delta x} + q_\alpha + q_{\lambda|x} - q_{\lambda|x+\Delta x} \quad (1)$$

где  $h$  – энтальпия газа;  $q_G$  — поток тепловой энергии, вызванный конвекцией вещества,  $q_\lambda$  — поток тепловой энергии, вызванный теплопроводностью вещества,  $q_\alpha$  — поток тепловой энергии, вызванный тепловым взаимодействием газа и стенки.

Энтальпия вещества в изобарном процессе выражается:

$$h = \int_M C_p T dm = \int_V \rho C_p T dV$$

где  $\rho$  — плотность газа в объёме;  $C_p$  — изобарная теплоёмкость газа.

Проведя осреднение по объёму, получим:

$$h = \rho C_p T \Delta V \quad (2)$$

Поток энергии от стенки к холодному потоку выражается с помощью коэффициента теплоотдачи  $\alpha \left[ \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}} \right]$ .

$$q_\alpha = \int_{F_{\text{ст.хол}}} \alpha_{\text{хол}} (T_{\text{ст}} - T_{\text{хол}}) dF$$

Считая среднеинтегральную температуру КО равной среднеинтегральной температуре теплопередающей поверхности, этот интеграл точно выражается для конечного объёма

$$q_\alpha = \alpha_{\text{хол}} F_{\text{ст.хол}} (T_{\text{ст}} - T_{\text{хол}}) \quad (3)$$

Значительное количество экспериментальных данных по определению коэффициента  $\alpha$  для различных конструкций компактных теплообменников содержатся в работе [8]. На основе и в развитие этой работы, применительно к авиационной технике, Научно-исследовательским институтом стандартизации и унификации (НИИСУ) был разработан руководящий технический материал РТМ 1560 [9]. В этом документе приведён коэффициент

компактности  $\beta \left[ \frac{\text{м}^2}{\text{м}^3} \right]$ , позволяющий выразить площадь

$F_{\text{ст.хол}}$  через величину конечного объёма стандартного профиля

$$F_{\text{ст.хол}} = \beta \Delta V$$

После предварительной оценки соотношений диффузионного и конвективного членов переноса в уравнении (1), мы можем пренебречь последним и выбрать схему дискретизации против потока [2]

$$q_{G_{l_k}} = G C_p T_{x-\frac{\Delta x}{2}}, q_{G_{l_{k+\Delta x}}} = G C_p T_{x+\frac{\Delta x}{2}}$$

На используемой расчётной сетке

$$q_{G_{l_k}} = G_{\text{хол}} C_p T_{\text{хол}_{i-1,j}}, q_{G_{l_{k+\Delta x}}} = G_{\text{хол}} C_p T_{\text{хол}_{i,j}} \quad (4)$$

Подставляя зависимости (2), (3) и (4) в уравнение (1) получим зависимость изменения температуры конечного объёма холодного потока воздуха

$$\begin{aligned} & \rho_{\text{хол}} C_p \Delta V \frac{\partial T_{\text{хол}_{i,j}}}{\partial t} = \\ & = G_{\text{хол}} C_p T_{\text{хол}_{i-1,j}} - G_{\text{хол}} C_p T_{\text{хол}_{i,j}} + \alpha_{\text{хол}} F_{\text{ст.хол}} (T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{хол}_{i,j}}) \end{aligned} \quad (5)$$

Для половины горячего потока уравнение баланса записывается аналогичным образом, с учётом симметрии.

Записывая аналог уравнения (1) для элемента стенки получим

$$\frac{\partial h}{\partial t} = q_{\alpha_{l_z}} - q_{\alpha_{l_z+\Delta z}} + q_{\lambda_{l_x}} - q_{\lambda_{l_x+\Delta x}} + q_{\lambda_{l_y}} - q_{\lambda_{l_y+\Delta y}} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} & \rho_{\text{ст}} C_{p,\text{ст}} \Delta V_{\text{ст}} \frac{\partial T_{\text{ст}_{i,j}}}{\partial t} = \alpha_{\text{гор}} F_{\text{ст.гор}} (T_{\text{гор}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i,j}}) - \alpha_{\text{хол}} F_{\text{ст.хол}} (T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{хол}_{i,j}}) + \\ & + \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i-1,j}})}{\Delta x} - \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i+1,j}} - T_{\text{ст}_{i,j}})}{\Delta x} + \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i,j-1}})}{\Delta y} - \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j+1}} - T_{\text{ст}_{i,j}})}{\Delta y} \end{aligned} \quad (9)$$

Записывая уравнение (5) и его аналог для горячего потока и уравнение (9) для схемы движения потоков на рис. 2а, окончательно получаем систему уравнений

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \begin{cases} \frac{G_{\text{хол}}}{\rho_{\text{хол}} \Delta V} T_{\text{хол}_{i-1,j}} - \frac{G_{\text{хол}}}{\rho_{\text{хол}} \Delta V} T_{\text{хол}_{i,j}} + \frac{\alpha_{\text{хол}} F_{\text{ст.хол}}}{\rho_{\text{хол}} C_p \Delta V} (T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{хол}_{i,j}}) \\ \dots \\ \frac{\alpha_{\text{гор}} F_{\text{ст.гор}}}{\rho_{\text{ст}} C_{p,\text{ст}} \Delta V_{\text{ст}}} (T_{\text{гор}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i,j}}) - \frac{\alpha_{\text{хол}} F_{\text{ст.хол}}}{\rho_{\text{ст}} C_{p,\text{ст}} \Delta V_{\text{ст}}} (T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{хол}_{i,j}}) + \dots \\ \dots + \frac{1}{\rho_{\text{ст}} C_{p,\text{ст}} \Delta V_{\text{ст}}} \left[ \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i-1,j}})}{\Delta x} - \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i+1,j}} - T_{\text{ст}_{i,j}})}{\Delta x} + \dots \right. \\ \left. + \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i,j-1}})}{\Delta y} - \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j+1}} - T_{\text{ст}_{i,j}})}{\Delta y} \right] \\ \dots \\ \frac{G_{\text{гор}}}{\rho_{\text{гор}} \Delta V} T_{\text{гор}_{i,j-1}} - \frac{G_{\text{гор}}}{\rho_{\text{гор}} \Delta V} T_{\text{гор}_{i,j}} - \frac{\alpha_{\text{гор}} F_{\text{ст.гор}}}{\rho_{\text{гор}} C_p \Delta V} (T_{\text{гор}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i,j}}) \end{cases}$$

$$T = \{T_{\text{хол}}, T_{\text{ст}}, T_{\text{гор}}\}^T$$

Вопрос о необходимости учёта теплопроводности решается исходя из влияния теплопроводности на точность решения и располагаемых вычислительных ресурсов. Анализ необходимости учёта вторичных эффектов в теплообменных аппаратах приведён в работе [10]. В данной задаче, решение без учёта теплопроводности в стенке даёт решение с разрывом температурного поля в стенке на границе прямого и обратного горячего потоков.

$$q_{\lambda_{l_x}} = \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i-1,j}})}{\Delta x}, q_{\lambda_{l_{x+\Delta x}}} = \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j+\frac{3\Delta x}{2}}} - T_{\text{ст}_{i,j+\frac{\Delta x}{2}}})}{\Delta x}$$

Проецируя на сетку, получим

$$q_{\lambda_{l_x}} = \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i-1,j}})}{\Delta x}, q_{\lambda_{l_{x+\Delta x}}} = \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i+1,j}} - T_{\text{ст}_{i,j}})}{\Delta x} \quad (7)$$

Аналогично для другого направления

$$q_{\lambda_{l_y}} = \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j}} - T_{\text{ст}_{i,j-1}})}{\Delta y}, q_{\lambda_{l_{y+\Delta y}}} = \lambda \frac{(T_{\text{ст}_{i,j+1}} - T_{\text{ст}_{i,j}})}{\Delta y} \quad (8)$$

Подставляя зависимости аналогичные (2) и (3), зависимости (7) и (8) в уравнение (6) и проецируя на сетку, получим

## Граничные и краевые условия

В начале моделирования температурное поле полагается равномерным. В связи с использованием схемы дискретизации конвективного члена «по потоку», на входе горячего и холодного потоков задаются граничные условия II-го рода, т.е. потоки энергии из областей с температурами, заданными как функции от времени. При повороте горячего потока сделано допущение о полном повороте, без перемешивания потоков и теплоотдачи через крышку ТО. Это допущение, конечно, не соответствует реальным процессам, однако, легче всего реализуемо. При дальнейшем развитии моделей подобных конструкций этот вопрос потребует дополнительной проработки.

## РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Решение полученной системы уравнений может быть получено с помощью стандартизованных функций вычислительных пакетов Matlab, Mathcad и подобных [4]. В данной работе использовался метод Радо 5-го порядка, который относится к классу неявных методов Рунге-Кутты 5-го порядка. Использование неявного метода позволяет обойти ограничения соотношения Куранта.

Параметры поверочного стационарного режима приведены в табл. 1.

Для проверки программы применён скачкообразный переходный процесс (апериодическое звено второго порядка) повышения температуры горячего потока до температуры стационарного режима, в первом приближении моделирующий запуск вспомогательной силовой установки ЛА. После установления стационарного режима, параметры сравнивались со стационарными расчётами, рекомендованными РТМ 1560. Получена хорошая степень соответствия, согласующаяся с принятыми допущениями.

Результаты расчёта получены в виде полей температур горячего и холодного потоков и теплопередающей стенки. ТО как часть системы СКВ характеризуется соотношениями температур потоков на входе и выходе. Графики осреднённых температур потоков в зависимости от времени модели приведены на рис. 4.

Визуализация температурных полей представлена на рис. 5. На осях сетки отложены узлы расчётной сетки и указаны направления потоков. На рис. 5а представлено гладкое температурное поле холодного потока воздуха. На рис. 5б представлено температурное поле внутри теплопередающей стенки. Из-за непрерывного характера

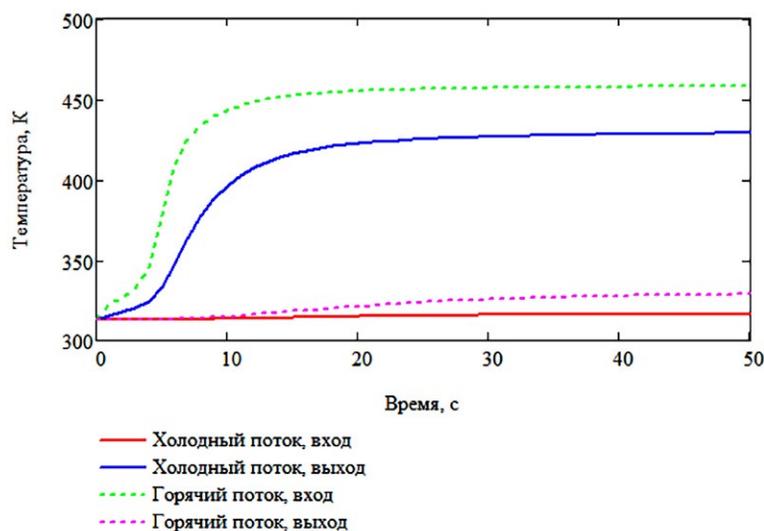


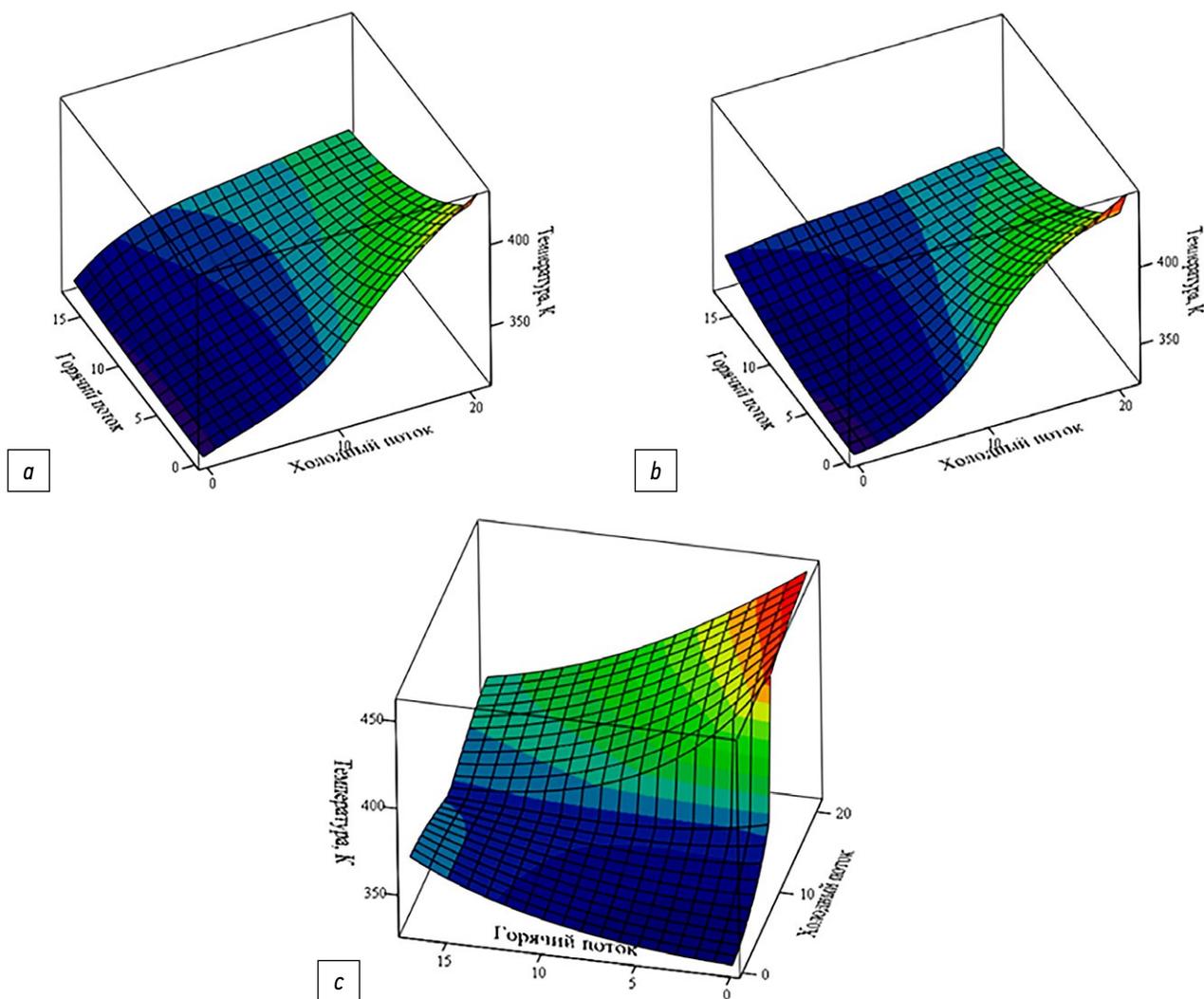
Рис. 4. График зависимости температур горячего и холодного потоков от времени.

Fig. 4. Graph of the temperature of hot and cold flows versus time.

Таблица 1. Параметры расчёта ТО

Table 1. HE calculation parameters

Параметр	Размерность	Значение
Расход воздуха по горячему тракту	кг/ч	720
Расход воздуха по холодному тракту	кг/ч	1200
Температура горячего воздуха на входе	К	453
Температура холодного воздуха на входе	К	313
Давление горячего воздуха на входе	кПа	500
Давление холодного воздуха на входе	кПа	101



**Рис. 5.** Температурные поля в теплообменном аппарате. *a)* распределение температуры в холодном потоке, *b)* распределение температуры в стенке, *c)* распределение температуры в горячем потоке.

**Fig. 5.** Temperature fields in the heat exchanger: *a)* temperature distribution in the cold stream, *b)* temperature distribution in the wall, and *c)* temperature distribution in the hot stream.

конструкции стенки, температурное поле также должно обладать непрерывностью. Если в процессе решения не учитывать теплопроводность стенки вдоль холодного потока, мы получим решение с разрывом, очевидно не обладающее свойством физичности. На рис. 5в отчётливо виден путь горячего потока внутри ТО, а также разрыв температурного поля, из-за физического разделения прямого и обратного потока.

## ВЫВОДЫ

Получена математическая модель вторичного ТО летательного аппарата, готовая к встраиванию в полную модель СКВ. Расчёт выполнен на сетке 18x22 для трёх слоёв, т.е. общее количество дифференциальных уравнений составляет 1188.

Достоинством полученной модели является полная консервативность, т.е. гарантированное

выполнение закона сохранения энергии в каждом КО и на всей расчётной сетке в целом. Верификация модели выполнена статическим расчётом по двум методикам, принятым в авиационной отрасли [9]. Соотношение времени вычисления и времени моделирования составляет примерно 1 к 1.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье представлена математическая модель компактного теплообменного аппарата, сбалансированная по точности решения, трудоёмкости разработки и требовательности к вычислительным ресурсам. Математическая модель построена на основе метода конечных объёмов в неявной дифференциальной формулировке и решается с помощью стандартных математических функций неявными методами решения систем дифференциальных уравнений.

## ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

**Вклад авторов.** Все авторы внесли существенный вклад в разработку концепции и подготовку статьи, прочли и одобрили финальную версию перед публикацией.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов, связанного с подготовкой и публикацией статьи.

**Источник финансирования.** Авторы заявляют об отсутствии внешнего финансирования при проведении исследования и подготовке публикации.

## ADDITIONAL INFORMATION

**Authors' contributions.** All authors made significant contributions to the conception and preparation of the article and read and approved the final version before its publication.

**Competing interests.** The authors declare no conflict of interest.

**Funding source.** This study was not supported by any external sources of funding

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Архаров А.М., Архаров И.А., Беляков В.П., и др. Криогенные системы. В 2 т. Т. 2: Основы проектирования аппаратов, установок и систем. Москва: Машиностроение, 1999.
2. Лавров Н.А. Многоуровневая система моделирования нестационарных и меняющихся режимов работы низкотемпературных установок. Дисс. ... д-ра техн. наук. Москва, 2013.
3. Воронин Г. И. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах. Москва: Машиностроение. 1973.
4. Ashino R., Nagase M., Vaillancourt R. Behind and beyond the MATLAB ODE suite // *Computers & Mathematics with Applications*. 2000. Vol. 40. № 4–5. P. 491–512.
5. Александров В.Ю., Королева А.П., Кукшинов Н.В., и др. Математическая модель расчёта процесса нестационарного прогрева стенок теплообменного аппарата // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение»*. 2018. № 5 (122). doi: 10.18698/0236-3941-2018-5-4-14
6. Артемов В.И., Яньков Г.Г., Карпов В.Е., Макаров М.В. Численное моделирование процессов тепло-и массообмена в элементах теплотехнического и энергетического оборудования // *Теплоэнергетика*. 2000. № 7. С. 52–59.
7. Патанкар С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. Москва: Энергоатомиздат, 1984.
8. Лондон А.Л., Кейс В. М. Компактные теплообменники. Москва: Энергия, 1967.
9. Руководящий технический материал авиационной техники РТМ 1560-77. Методы расчёта конвективного теплообмена при  $Pr \approx 1$  на пластинчато-ребристых поверхностях воздуховоздушных теплообменников.
10. Лавров Н.А., Шереметьев С.С. Вторичные эффекты в низкотемпературных теплообменных аппаратах // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2017. № 4. doi: 10.18698/2308-6033-2017-4-1603

## REFERENCES

1. Arharov AM, Arharov IA, Belyakov VP, et al. *Cryogenic systems. In 2 volumes. Volume 2: Fundamentals of designing apparatus, installations and systems*. Moscow: Mashinostroenie; 1999;2. (In Russ).
2. Lavrov NA. Multi-level system for modeling non-stationary and changing operating modes of low-temperature installations. [dissertation]. Moscow; 2013. (In Russ).
3. Voronin GI. Air conditioning systems on aircraft. Moscow: Mashinostroenie; 1973. (In Russ).
4. Ashino R, Nagase M, Vaillancourt R. Behind and beyond the MATLAB ODE suite. *Computers & Mathematics with Applications*. 2000;40(4, 5):491–512.
5. Aleksandrov VYu, Koroleva AP, Kukshinov NV, et al. Mathematical model for calculating the process of non-stationary heating of the walls of a heat exchanger. *Vestnik MGTU im. N.E. Bauman. Seriya «Mashinostroenie»*. 2018;5(122). (In Russ). doi: 10.18698/0236-3941-2018-5-4-14
6. Artemov VI, Yankov GG, Karpov VE, Makarov MV. Numerical modeling of heat and mass transfer processes in elements of heat engineering and power equipment. *Teplenergetika*. 2000;7:52–59. (In Russ).
7. Patankar S. *Numerical methods for solving heat transfer and fluid dynamics problems*. Moscow: Energoatomizdat; 1984. (In Russ).
8. London AL, Keis VM. *Compact heat exchangers*. Moscow: Energiya; 1967. (In Russ).
9. Guiding technical material of aviation engineering RTM 1560-77. Methods of calculation of convective heat transfer at  $Pr \approx 1$  on plate-fin surfaces of air-to-air heat exchangers. (In Russ).
10. Lavrov NA, Sheremetev SS. Secondary effects in low-temperature heat exchangers. *Inzhenerii jurnal — nauka i innovacii*. 2017;4. (In Russ). doi: 10.18698/2308-6033-2017-4-1603

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

**\* Тищенко Игорь Валерьевич,**

канд. техн. наук;  
адрес: Российская Федерация, 105005, Москва,  
2-я Бауманская улица, д. 5/1;  
ORCID: 0000-0001-6094-8723;  
eLibrary SPIN: 5630-4301;  
e-mail: iv.tishchenko@bmstu.ru

**Жаров Антон Андреевич,**

канд. техн. наук;  
ORCID: 0000-0001-9945-0850;  
eLibrary SPIN: 8581-1809;  
e-mail: zharov\_a@bmstu.ru

**Павлюк Екатерина Николаевна,**

ORCID: 0009-0002-7817-5567;  
eLibrary SPIN: 2243-7603;  
e-mail: krygaw4ik@yandex.ru

**Николаев Виталий Станиславович,**

ORCID: 0000-0002-5360-9368;  
eLibrary SPIN: 5847-3632;  
e-mail: nikolaevvs@bmstu.ru

## AUTHORS' INFO

**\* Igor V. Tishchenko,**

Cand. Sci. (Tech.);  
address: 5/1 2-ya Baumanskaya street, Moscow 105005,  
Russian Federation;  
ORCID: 0000-0001-6094-8723;  
eLibrary SPIN: 5630-4301;  
e-mail: iv.tishchenko@bmstu.ru

**Anton A. Zharov,**

Cand. Sci. (Tech.);  
ORCID: 0000-0001-9945-0850;  
eLibrary SPIN: 8581-1809;  
e-mail: zharov\_a@bmstu.ru

**Ekaterina N. Pavlyuk,**

ORCID: 0009-0002-7817-5567;  
eLibrary SPIN: 2243-7603;  
e-mail: krygaw4ik@yandex.ru

**Vitaliy S. Nikolaev,**

ORCID: 0000-0002-5360-9368;  
eLibrary SPIN: 5847-3632;  
e-mail: nikolaevvs@bmstu.ru

\* Автор, ответственный за переписку / Corresponding author